

月球轨道飞行器像机

摘 要

月球轨道飞行器摄影要求包括宽角和窄角二种复盖,为满足这些要求选择了80毫米 Schneider—Xenotar 镜头和高质量的24吋(610毫米)太平洋光学公司 Panoramic 镜头的双镜头像机。画幅是在一卷70毫米的胶片上,幅面间具有最小的间隙。速度——高度光学探测器(V/H 传感器)在像机拍摄之前和过程中可以监视月球表面,为提供像移补偿而设计和装配了该传感器,这个传感器的输出可以驱动二个镜头上的台板进行像移补偿。使台板夹紧机构动作并提供差作用压力使胶片展平在台板上的真空系统是重要的。由于在最小重量、高分辨率系统之间存在着微妙的交错关系,在获得装备并加以控制试验之后对一些问题去解决是更合于逻辑而经济的。同时,对于所发展的一些技术以及某些重点系统的性能将进行评论。月球轨道飞行器像机的设计和制造方法比古老的方法有了重大的改进,其性能已等于或超过予想的方案。

这里描述的像机是根据伊斯脱门·科达克公司的转定合同No.N-649500—9572,主合同 No.NAS—1—3800 是波音公司和航宇局兰利研究中心订的研制而成的。

在一系列不载人的摄影计划当中,月球轨道飞行器的目的是要求能获得大量的月球表面资料,该计划由航宇局投资。

为了实现必要的机动演习,例如:进入轨道和高度控制,摄影系统是装在轨道飞行器上的。

安装在宇宙飞行器上的摄影系统是一个完正的摄影实验室。它有能力使胶片在像机里曝光并通过Bimat胶片处理机进行显影和定影,最后读出胶片提供视频信号转播到地球。摄影系统装在压力壳内部,内部压力大约 1.7磅/平方吋。图一示出了已经装备好的像机系统,外部的二个窗口是提供像机摄影而用的。本文仅与像机有关,包括摄影系统拍摄图像部份。

目 的

月球轨道飞行器像机有二个基本目的,

其一是获得高分辨率的图片,其二是对那些重要的面积的一般复盖。该飞行器如上所述实际上它有二个像机构成,一个物镜24吋,另一个物镜80毫米,但它们共用一个胶片。

为了保证地面接收到的图像具有足够的分辨率,要求24吋镜头提供地面分辨率1米,80毫米镜头提供地面分辨率8米。因此图像的读出、传递、地面记录和图像复制的损失必须预先估量并且设计过程中把这些因素考虑进去。这部份的设计在本杂志后边进行叙述。

在标称的高度下24吋镜头要求复盖8000公里²的面积同时具有最小为5%的重叠。80毫米镜头要求给予40,000公里²的复盖,同时邻近复盖之间具有最小为5%的重叠和沿着飞行轨迹方向具有最小为50%的复盖。

在工作时,像机允许单一图像曝光或连续的4、8或16帧的多帧曝光。24吋和80毫米镜头系统在连续多次图像曝光中分别提供有快和慢的速率,或仅80毫米镜头系统邻近复盖。

图2示出了所获得的标称的复盖,具有单帧以及低和快速多帧曝光。

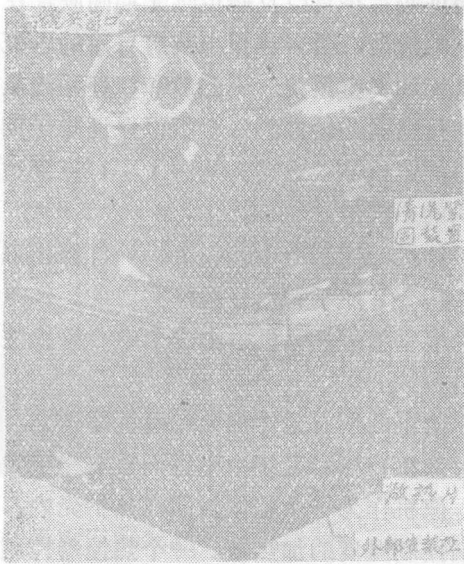
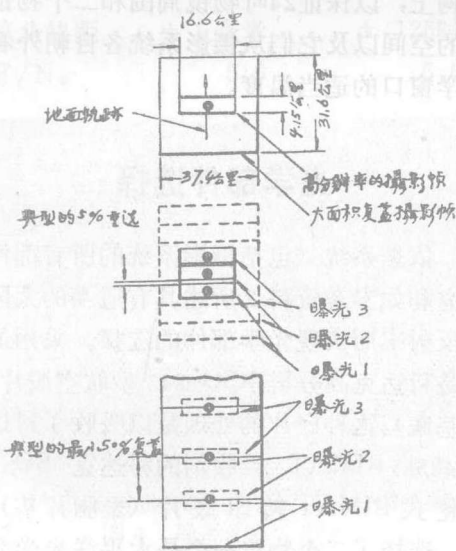


图1 完全装配好的摄影系统



- (a) 单帧摄影曝光 (46公里高度)
- (b) 多帧高速重复摄影曝光
- (c) 多帧低速重复摄影曝光

图2 标称的月球表面复盖

要 求

从月球轨道飞行器要求的输出是曝过光的胶片的图像和仪器数据，曝光图像幅面包括数字形式的时间和帧数据以及在图像上一组相对于光学系统中心精确定位细节的幅面边缘标记。像机也被用来提供位置方向

(偏航)的输出。通过测量像移方向，也可探测出具有零位稳定性为 $\pm 0.33^\circ$ 的偏航角。

对仪器也要求输出信息，以验证胶片传输部件，24吋镜头快门，像移探测系统和像机温度控制系统的正常工作。最后，对像机工作可靠性的要求最严格，因为飞行中如果发生故障，那将是无法修理的，因此，在设计时高可靠性是首要的设计要求。

限 制

依据一些严格的限制来设计像机。在这种任务中重量和功率从开始就要限制的。分配给像机的重量是30磅、50瓦的功率。另一个限制是轨道，它是一个椭圆的轨道，正常的近月点为46公里，远月点为1850公里。近月点能降落到38公里或上到210公里或更高一点。这样一来在摄影期间速度对高度的比率在不断的变化，图像的速度也在不断地变化。另外在拍照过程中由于遇到陷口和陡壁而使速/高比发生突然短时间的变化。速/高比不确切的变化以及由于不适当的位置控制而产生宇宙飞船位置偏差将导致图像拖影。如果采用短的曝光时间那么拖影可以减至最小，但另一方面这就要受到月球表面照度、月球反射率以及所能获得的胶片的限制。设计的月球轨道飞行器像机是在标称的太阳角为 70° 来摄影的，这接近于所要求的照度的下限，其所以如此来选择是由于在这种条件下能最好的揭露月球表面的高低不平，这对未来的阿波罗着月飞行是重要的。预计平均表面亮度为250呎朗伯。

在轨道 0-g (失重) 环境中像机也必须能正常工作，同时也必须在 1 g 环境中试验以及在发射期间加速和震动条件下能经得住几个 g 的载荷。

由于在摄影系统里面有胶片和处理液体，因此在飞行期间里边的压力最少要保持在 1.1~2.0 磅/平方吋。这样像机必须在两种条件下即某些条件试验需要的 14.7 磅/平

方吋和在对着月球摄影期间的 1.1~2.0 磅/平方吋工作。

通常，由于温度的改变这样引起几何形状和折射系数的变化从而给镜头带来不利的影响。这可引起焦面位置不正确和分辨率的下降。可能的像机温度要在 30°F 到 90°F 之间。此外，镜头必须在严厉的温度变化范围内进行工作，即当其对着黑暗的空间和明亮的月球表面观察时。由于在性能的最佳要求和现存的条件之间是个矛盾，这在设计当中给以一个最高的限制。

在月球轨道飞行器设计过程中时间也是一系列的限制条件之一，因为发射第一颗轨道飞行器允许研制的时间仅26个月，因而要进行大范围的研究和试验计划是不可能的。

装 备 描 述

最终研制出来的月球轨道飞行器像机是使用24吋和80毫米镜头的双帧型像机系统，由两个镜头同步拍摄照片。所获得的是不连续帧曝光(快拍)而代替了过去航空摄影条式像机的连续曝光。图3示出了像机系统简图。图4示出了装隔热层之前装配的像机。图5示出了从速/高传感器和胶片供片盒周围拆除热控带的全部装配好的像机。24吋镜头系统包括一个折叠反射镜和一个焦平面快门(除透镜本身之外)加上带有胶片压板的台板。速/高系统与24吋镜头系统共用一个镜头和折叠反射镜，光被包含在透镜和快门之间的延伸密光罩内。

80毫米系统作为一个单独部件接近24吋透镜而安装。80毫米镜头有一中心快门与24吋像机相仿，80毫米像机有一个单独的台板和一个从透镜到台板上面的胶片压板的密光罩，在这台板上有一22位数据记录灯。

从供片盒出来通过像机的胶片通道是：首先到达控制张力的供片环再到80毫米镜头的台板，又通过一组片辊而达24吋镜头的台板，在进入存储片环之前经过推进机构。为

了保证胶片平直以及避免曝光期间胶片在台板上的滑动，两者台板上装有普通的压板驱动机构和真空系统。一凸轮和杠杆系统从速/高传感器凸轮伸到二台板以保证曝光期间必要的像移补偿运动。从图4中可见到这些机构的一部份。

像机的控制是由装在像机外部摄影系统中的指令、控制和程序组件实现的。供给的逻辑电平信号在像机中由一个中心像机控制盒进行放大。

像机的所有元件都装在像机结构上，为确保像机在摄影系统中牢固而设有三个安装点。像机作为一个整体封闭在热护壳内，这包括控制温度的加热带。一个热控器控制外部的热护壳，另外二个热控器也安装在像机结构上，以保证24吋物镜周围和二物镜前部的空间以及它们从摄影系统各自朝外看的光学窗口的适当温度。

光学部件选择

依据系统(包括摄影系统的所有部件)研究和如参考资料2所述具有适当的太阳角和反射率而实现光学部件的选择。采用的胶片是科达克高分辨率SO-243型航空胶片(灰色基底)。这种底片的处理是以吸收了科达克Ps485k BIMAT 吸收剂的科达克SO-111型乾式BIMAT转印底片(聚脂片基)。

选择了二个物镜一个是太平洋光学公司制造的24吋物镜，另一个是80毫米Schneider—Xenotar物镜。选择了太平洋光学公司生产的折射镜，这是由于它具有优良的彩色校准和在较大视场角(15°)具有高分辨本领的缘故。为了月球轨道计划物镜的设计稍进行了改制，通过减小直径和玻璃厚度从而使重量由26磅减到13.8磅。因为这种情况下只需要视场角 10.4° 因而使得这种减少成为可能。最后使用的镜头如图6和图7所示。用这种镜头拍摄月球表面在SO-243型胶片上不需要用滤光片。

图 8 所示的 Schneider—Xenotar 镜头由于它容易买到及极好的质量和不需要麻烦的改制等优点而被选中。对该镜头加上一个

视场角 28° 10.4°
 用 3:1 衬度靶和 Bimat 胶片处理在轴上分辨率
 120条线/毫米 120条线/毫米

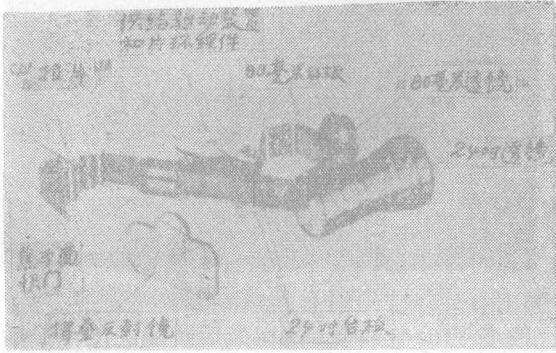


图 3 像机系统略图

孔径光阑以匹配24吋透镜速度。

两个镜头的参数如下：

	80毫米	24吋
镜头焦距	± 1 毫米	$\pm .125$ 吋
F/N.	5.6	5.6

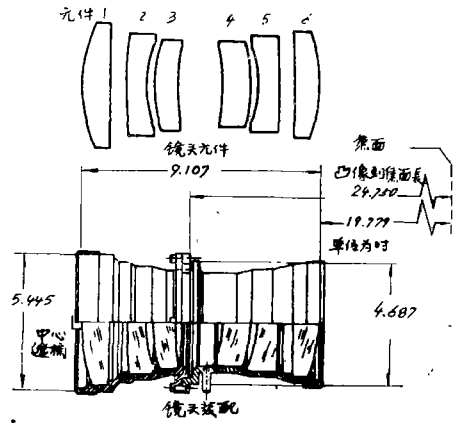


图 6 24吋镜头配置

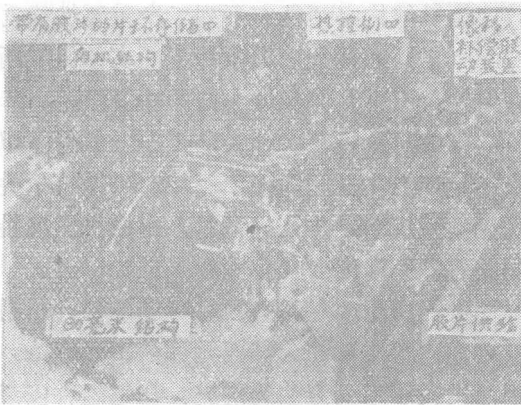


图 4 局部装配的像机

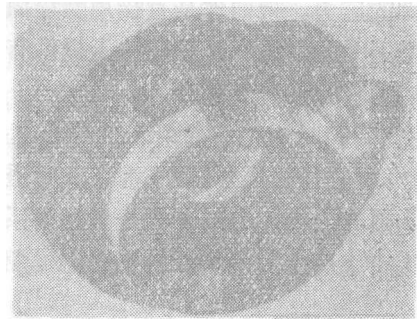


图 7 24吋的太平洋光学公司镜头

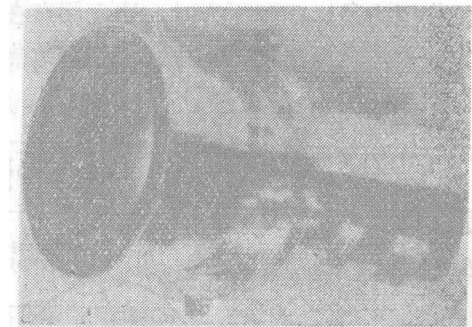


图 8 80毫米 Schneider Xenotar 镜头



图 5 完全装配好的像机

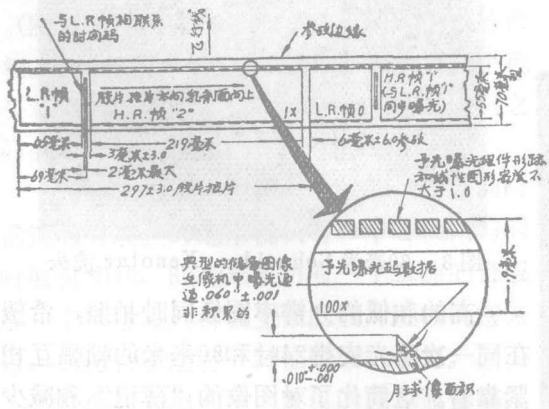
高的和低的分辨率图像同时拍照，希望在同一次曝光安排24吋和80毫米的帧幅互相关紧靠着。这简化了对图像的“薄记”和减少了由于可能的拉片误差在邻近画幅间产生的底片的浪费。当几次拉片合计起来的话这些误差就要累积起来。读非曝光的胶片的读出

时间损耗也是一个问题，所示的24吋光学系统接近90°折叠的轮廓是所能提供的最好的。这些加上透镜位置的考虑和示意图9观察窗口给予的版面作为最好的解决。得到的版面公差确保在胶片拉片的最大公差1%内。

对于折叠反射镜来说依据重量、空间、容易制造和安装容易的考虑选择金属镀作为基本才料（见图10）。它的形状是为了匹配所用光束的轮廓。折叠反射镜上部附加的半圆是为速/高传感器提供光束的，速/高传感器位于轴外刚好是光束进入24吋图像版面的一侧。这镜子坯件应用特殊工艺涂复上镍再抛光到平直度达到光波长的1/10，然后再真空镀上铝。由三点悬挂机构均安装到主像机框架上，一个点是固定的另二点是通过挠曲件联结的这样就可以消除由于温度变化镜子产生过大的应力。挠曲件是直接由螺栓固定在镜子上，为此目的在镜子坯件上提供有三个螺纹应力释放孔（见图10）。

图5, 24吋透镜前面所示的中心遮拦是一个1/2吋直径的反射镜, 瞄准在24吋透镜光轴±1弧分之内, 它的作用是当光学系统安装在宇宙飞船上用这反射镜来定位照拍系统。

装配试验压力为14.7磅/平方吋, 而实际工作压力是1.7磅/平方吋, 这之间存在着压力变化, 从而使24吋镜头系统的有效焦距



L.R. = 80毫米像机曝光
H.R. = 24吋像机曝光

图9 帧版面

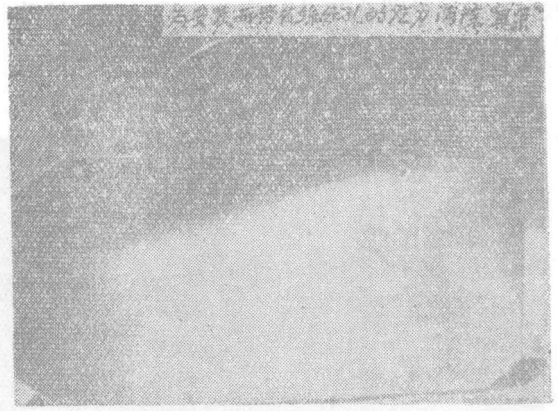


图10 折叠反射镜

改变了0.014吋。这在最后装配之前可以插入透镜适当厚度的填隙片来进行校准。80毫米焦距的相应改变不需要对其进行专门的校准。

结构和材料的选择

像机结构必须具有下列二个重要性能:

(1) 在最大应力条件下能支撑像机所有组件, 而不允许超过允许的畸变极限。

(2) 像机在 0-g 和 1-g 载荷下以及在温度变化期间内必须保持24吋透镜折叠式光学系统精确的几何形状, 由像机温度控制装置控制温度变化范围极限在±5°F。

像机所用的材料必须尽可能的轻, 从重量考虑通常使用的大截面元件是不允许的, 因而进行了不同方法的研究。在每组件安装点上带有节点的管状框架作为设计的最好结构而被选择。像机是装在摄影系统下部结构的铝架上。为使摄影机下部结构框架到像机本身之间传导的变形减至最小而选择了三点安装法。像机框架设计成一个独立的结构, 同时制作的比它安装在三点间的框架更坚硬一些。这可以保证防止像机过分的变形。

从强度和重量的观点考虑选择了诸如铝、镁、不锈钢和钛等材料。材料的最后选择是以热的考虑为基础。在模拟最后设计的研制物镜上, 测量了24吋物镜的焦点变化。从这些初期的粗糙资料中, 发现钛的热膨胀最

能适应这物镜的焦点变化。以后发现在 $\pm 15^{\circ}\text{F}$ 之间几乎精确匹配，这比像机热控系统提供的 $\pm 5^{\circ}\text{F}$ 范围要大。因此，像机24吋物镜的焦点对摄影系统温度变化是非常不敏感的。

像机是由壁厚0.016吋、直径3/8吋的钛管焊到节点的凸出部而成的，框架生产者是在芝加哥D、K、工厂。这结构在图4中部份可见。

80毫米像机是装在基础的像机结构上，是由镁管的焊接而成的，由于它的尺寸比较短因而在规定的温度限制内对温度是不太敏感的，这样重量的考虑就成为唯一主要的问题了。一般对于月球轨道飞行器像机来说，镁作为部件材料较合适，但从制造容易的角度来说铝管是最合适的，因而采用了大量的铝管进行焊接。

热 控 制

对于任何精密光学系统，在前而限制一节中所述的可能温度变化 $30\sim 90^{\circ}\text{F}$ 太宽了。因此，将位于摄影系统散热片附近的热源和像机热隔离开以降低温度上限（见图一）。在失重的条件下对流停止了。这样静止的空气就成了良好的绝缘体，通过1/2吋到1吋厚的空气层就可以将热传递减至最小。因而只有热传导与辐射值得考虑。如图5所示，在像机和摄影系统最热的元件之间放有称作热外壳的热反射镀铝布。采用小的截面和长的路径使通过结构的传导路径减至最小。分析指出，这就避免了像机区域温升超过 70°F 。

因此，对于像机来说工作温度调节在 70°F 控制温度，公差为 $\pm 5^{\circ}\text{F}$ 。像机组件用屏蔽罩来封闭以保持控制的温度和公差。基本的外罩设计是厚为0.012吋抛光铝板，铝板具有用环氧树脂贴到铝材料上的带式加热器，加热器带用反射的铝带复盖。用尼龙线将装置缚到主像机框架上的办法使外罩固

定，Velcro带（一种尼龙粗线材料）放在框架与外罩之间以防止由于传导而产生的局部热或冷。热屏蔽装好后，所有开口和绑线部位都用0.003吋厚的反射铝带复盖。为传感温度而用的热敏电阻放在像机24吋台板组件的中点处。

大镜头如24吋物镜内热梯度对光学系统有严重的影响。为了进一步减少在24吋物镜上的温度变化，将一薄铝的高反射筒安置在它的周围。这热筒有加热带，可单独控制以保证物镜温度在 $70^{\circ}\text{F} \pm 2^{\circ}\text{F}$ 范围内。

通常以飞行器密封的热门来保护摄影系统的窗口和镜头。然而分析指出，当作为飞行器一部分的热门在打开拍摄照片的时候，摄影系统窗口和24吋物镜前面的元件将经受一温降。这将对二个光学系统的分辨率产生有害的影响。因此将一个锥形加热器放在物镜前边元件和二光学窗口之间来消除这种影响。如图5所示，该加热器由安装在24吋物镜瞄准镜下边的前面元件上的热敏电阻进行控制。

应当注意，没有冷却像机的方法，除非朝白暗空间时或相对于太阳倾斜飞船时打开热门。这些情况，每一个都不应是飞船正常飞行的一部份，因此，在像机热控制系统中不予考虑，但它们被看作是万一不能予知的环境会升高像机温度到公差范围以上时可能的设备屏障。

胶片存贮和运动

月球轨道飞行器像机系统任务要求最少提供194帧曝光和处理的胶片，每张底片长11.7吋。另加20呎胶片作为卷绕之用，再20呎作为最后帧达到读出时留在卷绕轴上用。再加一些余量以防止胶片耗尽，供片轴卷片容量最少260呎。胶片供片卷轴容有未曝光的胶片，而当曝过光和处理过的胶片在读出和图像传输到地球之后再卷起胶片并存贮。

在处理之前通往月球和在月球轨道上时

Van Allen 辐射成为一种潜在的危險。对可获得的辐射数据进行研究认为在所有的环境中装上一个 1/4 吋厚的铝壳就可以解决问题。这在设计中被考虑进去了。对于那些大的辐射和太阳跃斑这屏蔽将不能防止，因而在那些太阳跃斑活动期间将不发射飞行器。

在高精密和高可靠性像机中胶片的运行是非常重要的，在月球轨道飞行器系统中广泛采用了带凸缘的片辊，这样即使暂时出现张力失调也可以保持胶片在适当的位置。70 毫米胶片边缘引导不太好，当它边缘不齐的时候可能就产生摆动的趋势。这样为了能达到要求的运行条件，要求对准的平行度在 ± 0.001 吋内。这在很大程度上是通过精密加工部件结构来达到。然而，并不是在所有的情况下都可能，某些片辊的调节必须被检验，如果需要的话在装配中还要校准。

量片由胶片拉片装置提供，连结到具有橡胶涂层的片辊由编码器控制电机制动以提供精确的拉片精度。附加一个压辊以保证在暂时的张力失调的情况下保证正确的胶片拉片。胶片拉片装置从供片片环中以高达 20 吋/秒的速度拉出胶片。而当片环轴达到设有电的时候片环器就从供片轴上拉出胶片，当片环器充电时供片轴由制动器制动速度减慢下来，依据于供片环器 3 吋的容量而编排了计算机程序，供片系统动力学特性指出，供片片环器在每次胶片拉片期间可以通过 2—5 循环。最少的循环数通常是在片环器中张力大约 1.5 磅的时候，依据了这个数据作为设计的基准。在像机拍摄期间这供片片环器也调正胶片张力。

在最后读出胶片期间胶片被卷回到供片轴上，由于在摄影系统中大量的片辊存在因而产生磨擦力，这样一来在读出时就需要反转胶片拉片电机以增大卷绕驱动。在这种情况下，供胶片拉片的电机只给予部份电压，以防止过分驱动胶片进入卷绕和塞满。即使藉助于胶片拉片电机的帮助，在该像机里的胶片由于照像系统其余部份的拉力可高达 10

磅。在这种情况下供片片环器应停在机械空挡上。

由于胶片透过像机和胶片处理机时速度差异很大，因而必须有一个像机存贮片环器。在像机摄影过程中胶片速度可高达 7 吋/秒，而处理速度被限制在 2.4 吋/分。每次轨道飞行要求最大曝光数是 20 帧，这样规定了片环器的容量。为了使重量减至最小，除了为引导移动的托架的二个杆之外，片环器两端没有连结件（见图 11）。

用这种设计在托架上的八个片辊很好的对准实际上是不可能的，他们被允许绕枢轴旋转和相对于在固定端的片辊寻找它们的随遇对准。二个平衡抵锁器在每胶片上提供标称的 1.75 磅张力，这些弹簧轴也用为编码器驱动以指示片环容量和电气上的空及满的情况。

在曝光期间必须保持正确的像移补偿，在这关键性的周期内胶片也必须展平和处在焦面处，这些作用的完成是通过台板而实现的（见图 12 和图 13）。

为了使胶片展平在压板上装有外围压板和真空系统，当胶片位于台板中间位置无皱时压板和真空吸附必须起动。展在台板上的胶片平直度要求是 ± 0.0005 吋。为了帮助胶片下面的真空取得平衡，在表面上开有小槽。通过橡皮管连结到二台板的是一个共用的真空源。联接到 Bellofram 的力矩马达是一个简单的和安静的真空系统，这个设计减小了台板的质量并且使由真空作用引起的驱动减至最小。

在台板上面的压板是由同一电机通过一对电缆连接而作用的，机构的调正是使压板首先动作，从而减少在用真空吸附来保证胶片展平所必须放掉的空气的容量。在真空系统中提供一过载弹簧以保护电机，当在 14.7 磅/吋² 气压下作测试时。从重量观点考虑台板以镁材料制作。在设计中对刚性进行了认真的分析。

24 吋台板要求的像移补偿运动是 \pm

0.110 吋，在胶片的边缘方向(垂直于胶片拉片方向)；而对于 80 毫米的台板仅是 0.015 吋。

为了节省重量，从像移补偿运动凸轮轴直接驱动 24 吋台板。第二个目的是为了减少由于振动或驱动偏差和结构元件产生的误差。如图 12 所见到的那样，这种设计的基本观点已被实现。

由于 24 吋台板比较大的像移补偿运动，严格要求焦点位置 (± 0.00015 吋) 和所提供的可利用小空间，以一对导杆上的球轴承来移动 24 吋台板达到了上述要求。

一套挠曲件和联动机构被选择来联结两台板一起运动，并且运动从 24 吋台板到 80 毫米台板时提供适当的减速。挠曲件提供能重复的精确运动，而没有显著的动磨擦或静磨擦。根据上述理由和比较小的位移要求，80 毫米台板像移补偿运动以一挠曲绞链平行四边形来提供。

在胶片夹紧在二台板之间的情况下，在像机中作为一个张力控制的供片片环的影响将减少。在像移运动补偿期间，将形成二个新的张力区域，一是胶片推进和 24 吋台板之间，另一是 24 吋台板和 80 毫米台板之间 (见图 3)。由于这区域胶片长度较短和 24 吋台板较大的运动，则张力将变的非常大，这可导致台板运动的不可予知的限制力。因此将能挠曲的装弹簧的片辊予加力到 2.5 磅，并且只要供片片环在“回路”中就不再有效。对于

24 吋台板 (二个台板中较大位移的一个) 的像移补偿运动胶片有一抑制，通过增加一组绕枢轴转动的片辊 (在 24 吋台板的入口和出口处) 就可以进一步减少这种抑制 (见图 12)。

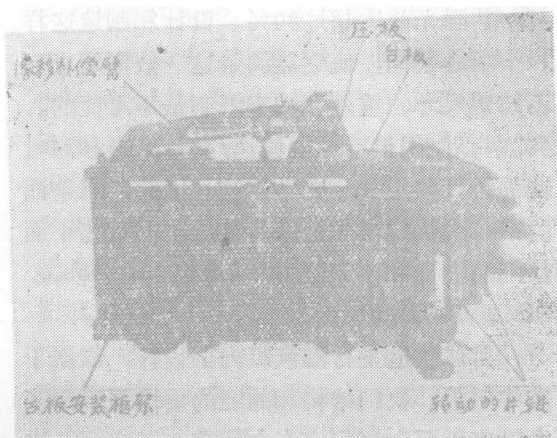


图 12 24 吋台板

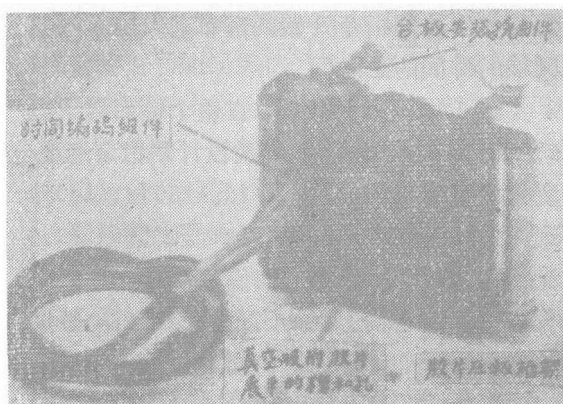


图 13 80 毫米台板

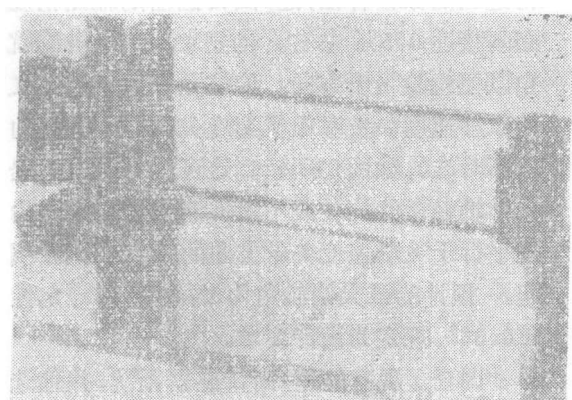


图 11 像机存储片环器

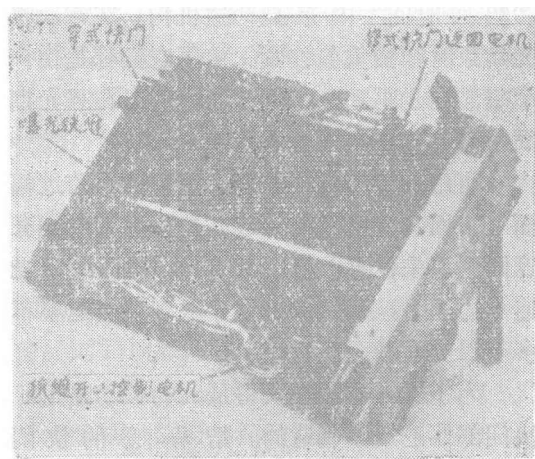


图 14 24 吋快门组件

24吋焦平面快门

为了补足 24 吋光学系统，要求有一快门，其曝光效率超过 80%。设计和制造这样一个中心快门，使它能满足这一效率要求而不妨碍尺寸、重量和功率限制是不可能的。又，中心快门也不可能使速/高传感器和 24 吋镜头像机共用一个光学系统。因此，焦平面的帘布式快门考虑是最合适的。24 吋焦平面快门的设计和制造是由 Bolsey Assoc., Inc., of Glenbrook, Conn. 完成的。

月球轨道飞行器像机内部设计，依据于胶片压板，快门结构和间隙的要求而确定了像机焦平面和快门帘布之间有 $\frac{1}{2}$ 吋空间。进一步的定时考虑使得它必要限制帘布“幅面时间”最大为 50 毫秒，“幅面时间”被定义作为从收到快门指令开始到帘布进入胶片幅面区域的瞬间的总时间。

在 1/25 秒曝光时，在整个幅面要求以 5% 曝光不均匀性为准，导致设计用恒定速度，变化缝宽的快门。对于 1/25、1/50 和 1/100 秒选择的狭缝宽度是 2、1 和 1/2 吋。依据于 f/5.6 光学系统，产生最小的快门效率是 84%。

沿每端卷轴卷绕的二个快门帘布，外层是分层的 Mylar 薄片，中间是铝铂加起来总的厚度是 0.0015~0.0017 吋。

包含有贮能弹簧的反射机构在要求的“幅面时间”内来启动这机构。在每次曝光结束时弹簧重新拧紧。由于它们都是由一个磁滞同步驱动电机驱动的，所以在曝光期间帘布的速度是一恒定值。

使用独特的机构凸轮来推进帘布跨过幅面（帘面具有精确的狭缝开口），并把它们又返回到原来位置。快门具有 1 次/秒重复曝光速率的能力，但是像机程序限制重复速率不多于每 1.6 秒一次操作。

为了保存重量和获得最大的振动阻尼，快门部件是用镁制造的。结果，总的快门重量为 2.7 磅。为了减少快门冲击反作用传

递到像机框架上，把快门放在震动架的索环部件上，24 吋焦平面快门示于图 14。

为了保存电力，快门电子设备利用低平信号控制和一内部的 400 赫兹的转换器而获得 400 赫兹的电源，用于各种控制和驱动机构。采用一种电路可以进一步节约电力，当它控制绕组电压被减少到静止水平时，将从调节狭缝电机的参考相位绕组移去电力。此外，仅在曝光和帘布重卷周期内，电力经由摄影电路而达主驱动电机，这样最大的功率就消耗在这少于 1 秒的脉冲中。这种方法在工作期间进一步限制了电机和快门的温度升高。

依据于 MIL-I-6181D 和试验要求进行电磁干扰控制，以保证快门组件设计满足这些要求。

速/高传感器

为了满足对高的和中等的图像分辨率的要求，研究的结果需要进行像移补偿。由于不了解轨道动力学情况及月面的景物高度，也需要在月球轨道飞行器上根据主动的，非程序的装置去确定像移补偿的程度。测量运动着的飞船速度与高度比率的装置叫作速/高传感器。这装置能提供满足要求的像移补偿必须的信息。计划开始，要求的最高与最低的速/高比值是 2:1，后来增加到 6:1，导致动态范围是 0.008~0.05 弧度/秒。为了获得适当的像移补偿，速/高传感器的输出精度必须接近 0.5% 左右。也要求探测像机偏航角以便检验飞船方向，偏航角在这里被定义为像移速度矢量和像机速度矢量之间的角（不对准），如图 15 所示。这可由宇宙飞船光学轴轻微的旋转或不对准而引起，或可由绕平行于飞船速度矢量方向的轴滚动而引起。预计的最大偏航角为 $\pm 3^\circ$ ，零稳定性 $\pm 0.33^\circ$ 规定为设计要求。

调查了现有的速/高传感器系统，并且选定 Bolsey Assoc. 作为转订合同者。这种选

择是依据于速 / 高系统的潜力能满足像移补偿和偏航角的要求。

由于将要讨论的理由, 决定速/高传感器尽可能作为像机的一部分。为了这一目的, 传感器光学系统与24吋像机共用一个物镜。

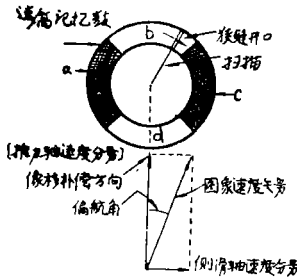


图15 记忆鼓简图

于像速与物镜的焦距的比率是等于飞船的速/高比率的, 因而在这种条件下适当的工作是可能的, 如图16所见。物镜共用是一个理想的排列, 因为实际上在像机焦平面上的像移运动是等于所要求的像移补偿的。另外, 对速/高传感器和像机应用二个不同的镜头所能引进的任何误差是自然地消除了。

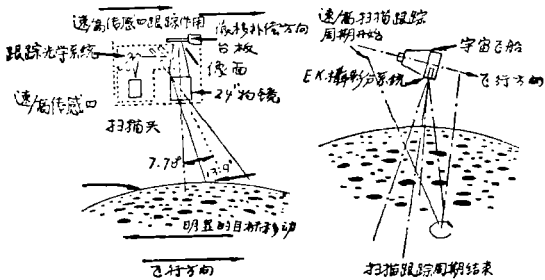


图16 速/高传感器操作

速/高传感器通过24吋像机物镜的像幅以外的部分观测月球表面。一个 0.125×0.040 吋狭缝孔径通过在像上扫描一个环询问景物(见图15)。如在图16中所见到的那样, 速/高传感器是提前于像机观测的。这样做是有目的地补偿对处理速 / 高数据中存在的轻微的滞后。与这孔径相联系的是会聚光学系统和一光电倍增管。一次询问完成的速率是0.015秒。光电倍增管响应于环内月球景物光强的变化, 产生一个随时间而变的电输出, 然后, 这输出经由一Schmitt触发器通

路而量化, 同时量化信号被馈送到处理线路中。

第一次扫描存贮在记忆鼓上, 该鼓与光学扫描器装在同一轴上。以下的扫描与第一次扫描进行比较, 一次扫描分进四个象限, a、b、c和d(见图15)。a和c扫描象限给出关于像移补偿信息, 象限b和d用来决定偏航角。信号由同步检波器分类出并且由处理线路中求值。线路也探测了第一次扫描存贮和其它存贮之间的相关程度, 如果它们之间相关程度不满足所要求的最小值, 则存贮的扫描将被消除同时下一个将在这地方再行记录。传感器头部包括有跟踪反射镜, 它将以此一种方式来移动象, 使各次扫描之间的景物移动减少到零。速 / 高跟踪反射镜由一闭合回路伺服系统推动, 它所响应的信号代表着最后确定的速/高比率。这信息被存入一个内部的记忆装置里, 并且由上述来自处理线路的信号的误差信号进行修正, 倾斜跟踪反射镜以便使偏航角误差信号减至最小, 这也是在信号处理回路探测出来的。这位置将由偏航角误差信号来保持(记忆)和修正(如果它改变的话)。当误差信号是0, 跟踪光学系统以精确的速度和所要求的角度扫描, 以消除像位移误差。推动跟踪反射镜的机构提供一个直接驱动输出(一个机械凸轮轴转动)到像机台板。这个驱动以正确速度推动台板来补偿曝光期间的像移动。有好些理由要速 / 高传感器的输出与台板像移补偿作直接联系。首先, 消除了从速/高传感器转换成电讯号再返转到压板运动中所产生的误差, 其次没有像机压板用的单独的驱动装置, 从而节省了必须的大部分的功率、重量和复杂的电子系统。

当跟踪机构达到它的极限位置, 它就返回到它的最初位置以跟踪月球表面的另一部分。返回期间, 速/高输出轴以相当于最后决定的速/高比值速度继续旋转。跟踪机构已经复位到原来位置之后, 就以这一速度驱动向前直到获得一个新的可用的误差信号来修正

速/高比值。

速/高传感器以时间常数为2秒按1.0%的速/高作步进变化。在速/高步进变化在50%时,传感器能以速/高比平均的1.5%/秒旋转速度变化工作。传感器也能在表面亮度为20呎朗伯而仅有3:1衬度靶和表面亮度高于1000呎朗伯而仅有2:1衬度的情况下工作。

为了满足表示速/高比和偏航角的仪器输出的要求,需要使用灵敏的,但还是稳定的记忆伺服系统。为了节省重量和功率所有的伺服系统和电机都是特殊设计的直流式。

为了进一步的节省重量和提供最大的振动阻尼,所有的主要的结构部件都是用镁制造的。所有的部件都要进行应力分析,其它材料如:铝、不锈钢和铍等进行设计分析以后也不同程度的采用。

由于传感器是在降低了的气压下工作和使用1000伏的电源,所以必须提供高压电击穿保护。这由对所有的高压区域用聚氨酯化合物封套来达到。

电磁干扰控制以MIL-I-6181D限制为基础,最初设计遇到的问题是降低性能的内部视频信号振荡和与直流电机电刷相联系的正常噪音。这可通过适当的去偶和滤波来改正。

速/高传感器由二个组合件构成,主装置是速/高头部组件(见图17A),包含有速/高结构、扫描头、扫描光学系统、二个伺服系统和与之相配的电子器件。第二个组合件是速/高电子学组件,包含有信号处理和电源电子器件加上速/高记忆伺服系统(见图17-13)。由于像机空间的限制,电子组件从头部组件中分离出来并安装在如图5所示的摄影机系统上。

像机控制部件

像机控制组件有三个作用:

(1) 将来自指令、控制和程序电子盒

逻辑电平信号转换为摄影系统可用的电压电平,以控制像机自动循环。

(2) 转换来自宇宙飞船程序机构的逻辑电压指令为电平电压以控制二个像机的曝光调节。

(3) 转换来自宇宙飞船计算机的二进制数据信号,为以时间定向的电压以照明数据灯/或灯,以便在胶片上曝光出数字时间数据。

在第一种情况,电平电压由晶体管开关来产生。在它各自的离合器、闸和电机工作期间开关被饱和,以便获得最大的功率效率,来自每个开关的波型的上升和下降期间限制在最小值4微秒/伏,是为了使产生的电磁干扰最小。读出期间的反转驱动电机的开动是由门锁继电器进行的。

在第二作用中,从宇宙飞船程序中接收到的指令是一个单脉冲,依据连续作用,得到三个曝光装置中的一个,这可通过应用控制网络和一个四个位置的步进马达来实现。80毫米快门机构利用这连续的4位置旋转,以这样的方法曝光周期变为ABCBAB……等,即三个曝光装置中的一个。把轴编码与步进电机轴直接连结,这样就可能获得24吋快门曝光控制信号,它能有效地锁住二者或曝光同步。

像机控制组件的最后一个作用是记录数字时间码,最初认为这是三个任务中最困难的一个。之所以如此,是因为预期在胶片拉片的时候,读出将沿着胶片的边缘陆续地予以曝光。因为所用的20位码是从在下船侧部底座上的计算机获得的,这意味着数据存贮和麻烦的与胶片运动同步的陆续读出将是需要的。有三个事实使这有点复杂拟议中的系统能够简化,一个是仅当询问来自摄影系统时宇宙飞船计算机将激励数据线,而这种激励在询问脉冲之后一段精确的时间发生。第二个考虑是数据线路能在100毫秒而不是正常的50毫秒达到6伏。这刚好与要100毫秒进行的数据位曝光相巧合。第三个事实是在

画幅之间可能形成一个空地来适应小的数据组像。这样数据系统包含有22个数据灯头(二个灯作参考)一个交流电源和对于每灯的硅控制开关。在工作时当数据线路被激励则硅控制开关就被接通,在脉冲期间保持100毫秒,然后在交流电源下负半周时就断开。询问脉冲的计时应这样,在胶片固定和夹紧的时候发生数据曝光。像机控制部件示于图4。

仪器数据

像机的下列功能被遥测返回地球,(1)速/高比,(2)偏航角,(3)速/高传感器温度,(4)像机温度,(5)24吋快门计数信号,(6)快门曝光调节,(7)像机存贮片环器容量。所有这些测试数据被连续采样并以23秒周期转播回地球。

正比于速/高比值的电压在速/高传感器内由记忆伺服系统中的一个产生,对速/高比值遥测采样的正是这个电压。通过使用这个遥测点,能够在任何时间内监视轨道的实际速/高比值。然后,它能与宇宙飞船星历表计算的速/高比值进行比较,以提供一个附加检验看速/高传感器是否正确工作。又,因为宇宙飞船的速度是已知的,遥测信号能提供关于高度和月球表面形状的主要数据。

速/高传感器内第二个记忆伺服系统使得角度位置正比于偏航角,由这伺服系统驱动的电位计连同一参考电压产生一个正比于偏航角的电压,这个遥测输出也有助于检验其它宇宙飞船姿态传感器的输出。

二个温度传感器由一缓冲分压器组成,其中的一个元件是热敏电阻。对像机温度的了解是重要的,因为它对镜头的分辨率有着不利的影晌。

24吋快门计数信号用来检验是否适当的释放信号到达了24吋快门,同时它也作为一个快门动作的计数器。

通过在编码器上附加一对路径提供仪器快门曝光调节,并使24吋快门与80毫米快门

曝光调节同步。由于曝光改变指令仅步进快门孔径从一种调节到下一调节,而不是到一特殊调节,有必要证明这一信息是否达到正确曝光。

像机存贮片环器容量的测量是通过一电位计实现的,该电位计啮合到片环器的二个抵消器弹簧轴上。片环器容量信息能用来指示多少帧已被拉过像机,多少帧已被处理。

像机和部件试验

像机主要部件的试验是作为研制计划的一部份,同样对转订合同项目也是如此,如:24吋快门,速/高传感器和24吋镜头。这些试验要找出设计存在的问题,以便在早期修政,夹紧和真空系统与24吋镜头系统台板一起被检验,以保证胶片始终平直,即使在低压的情况下也是如此。

像机结构要承受最严格的振动试验和试验分析,为了节省时间和减少消耗,仿制钛结构制造了一个铝结构。铝结构特性在类似的底座上代替钛结构特性,在刚性、强度和固有频率方面要好10%以上。因此按程序进行的较早的试验证明设计是适当的。

研究像机的拉片试验是在所有胶片控制部件都具备的情况下进行的,这些试验包括在几小时和以后几天内胶片的调节时间。除正确传递胶片之外,像机在全部时间内正确拉片是重要的。胶片调节确定是个问题,同时在像机胶片拉片装置中附加一扶持片辊以保证在像机已经不工作几小时之后能正确量片。

最后,整个像机用一个144吋的平行光管来测试,进行了静态和动态二种目标试验,后者具有模拟的飞船运动的计算速度。这些测试是在24吋镜头像机和80毫米镜头像机二者上进行的。平行光管的最初试验指出,24吋镜头在胶片拉片方向分辨率低劣。在像移补偿方向分辨率接近规定要求。在拉片方向分辨率低劣的原因查出的结果是由于一

个或多个光学元件过分振动的结果。

将一加速计安装在摺叠反射镜上，它可拍摄响应于指定输入的振动形迹。结果证明，24吋快门是反射镜振动的主要来源，而80毫米快门次之。试验也表明三个反射镜架中的一个谐振比另外二个高。24吋镜头和台板具有较低的振动。

把柔软的反射镜架和挠曲件移到像机结构的刚性处。实行了24吋快门的防震架设计，80毫米快门释放凸轮被重新设计，以便当它释放快门时使凸轮的随动器冲击减至最小，因而降低了像机的干扰。

试验结果表明取得了显著的进步，但是在胶片拉片方向图像质量依然低于技术要求。在这一点，作出了吸收像机框架和反射镜之间振动干扰的尝试。试验了各种重量分布的系统和弹簧加载于反射镜的试验。最后知道了成功的结果只有适当的“缶封”反射镜的背面，用duc密封（一种粘土的混合物）。进一步调查“缶封”的途径，则发现多硫化物也可减弱反射镜的振动，因为这种材料容易粘附反射镜而且并不污染胶片，所以选作最后的设计。最后的设计试验合并了所有的改进，使24吋镜头成功的完成了摄影。

用二个未用的平行光管代替万能平行光管试验速/高传感器和像机。为检验速/高传感器制造了一个具有较低分辨能力的简单平行光管，这是因为速/高传感器以半场角超过 7° 工作，如果制造一个具有这样视场的好的摄影平行光管是太浪费了。然而，月球轨道飞行器像机试验是使用了一个半场角约 $\frac{1}{4}$ 的高分辨率的平行光管。由于速/高传感器不能用这么小的视场角工作，于是要求一个与光学系统输出无关的，附加的像移补偿输出速/高传感器。为实现这一点，设计了速/高传感器像移补偿驱动伺服系统以接收来自内部信号处理源的输入和-0~5伏外部程序源。使用这程序源对像机组件试验暴露了动态的台板载荷，在摄影曝光周期内引起速/高伺服系统轻微的减慢。因此在像移补

偿方向上的分辨率有些轻微的损失。这下降的产生是因为在程序方式时伺服增量是50而正常的传感器跟踪方式增量是5000。

对这下降要作适当的补偿，通过在一个周期内监视速/高传感器输出轴速度并增加一等于这下降速度的速度以达到这目的。这种方法实行后没注意到有性能下降的情况。

未知的月球目标成份和对衬度加上照明限制之间的协调结果最初指出传感器扫描孔径在直径上应当接近0.125吋。

然而，当传感器使用“徘徊者”9的照片景物比例工作时，所表现的特性指出，所配置的孔径由于过度的积累而遮蔽了有用的数据，因而限制了性能。工程试验在初期飞行模型上进行，这些试验包括为了最佳性能和最低照明水平而把圆孔径遮蔽改为缝隙形状。最后缝隙是 0.125×0.040 吋，方位如图15所示。

所有的转订合同项目在交货到伊斯脱门科达克公司之前要进行验收试验。另外还有像机控制电子设备，胶片供片和80毫米像机分系统在装到像机之前也要进行验收试验。其余分系统要进行性能的检验，但它们装到像机之前不必作震动试验。

像机分系统也必须进行全部的验收试验，包括它装配到摄影系统之前的振动。除正常的预先飞行验收试验之外，它还要进行合格试验，由于时间不允许仅对像机部件本身做单独的合格试验，这次试验在当它被验收时在摄影系统内完成。

基于摄影系统验收的成功，就可以说像机合格了。试验期间，注意到摄影质量没有显著的下降，并且检验了像机部件结构的完整性。在试验期间，积累的热数据证明了热设计的正确性。

即使用于月球轨道飞行器像机的测试设备被充分考虑和制造，应当注意，无论怎样理想的测试设备，总是不得不对结果带来一些干扰。这对检验结果一般有降低质量的影响，并且有迫使成品为满足技术条件而必须

比它们表现的要稍微好一些。

月球轨道飞行器像机试验，有时候陷入这样的噪音情况，值得提到的一些是：

1) 目标相对于平行光管和速 / 高测试台二者运动。

2) 平行光管振动和大气抖动。

3) 由于接地问题引起的电压信号和电源线上的噪音。

在上述这些问题之上的是人引起的误差，常常出现这类问题，那么要避免时间和计划的重大损失需要经常警惕。

任务执行

至1967年3月，美国宇航局已成功地发射了月球轨道飞行器 I、II 和 III 进入月球轨道。轨道飞行器 I 除24吋快门释放电路外，都按要求执行了任务。

轨道飞行器 I 的快门在摄影程序期间似乎是正常的。然而，在早期重点读出期间当其在所有低轨道拍摄上要求像移补偿，这时24吋快门明显的失灵。据图片分析，快门这时无规律的释放，因而当适当的提供补偿时，胶片未及时曝光。

按照已经应用到全部像机分系统的 MIL-I-618D 修改方案，像机成功的通过了电磁干扰试验。没有对一完整的载荷进行干扰试验，因为在飞行速度载荷完成之前的一段时间，这一试验已被取消了。因而怀疑上述问题是由于快门释放信号输入线或电源接地之间噪音所致。

噪音敏感试验在一飞行模型快门上进行试验，快门在输入脉冲为2伏的情况下触发，直到0.1微秒（不管脉冲持续时间）。除了只需要1.5伏的振幅之外，逻辑和电源接地之间噪音也是一样。

根据这些试验，为了减少噪音敏感性，快门输入电路重新设计然后进行重复试验，在确认具有适当的干扰性情况下，新的电路安装了包括轨道飞行器 I、II 号用的所有快

门中。

早期的轨道飞行器 II 的仪器表明，当接到摄影指令的时候，快门触发二次。伊斯脱门·科达克公司分析指出这种故障可能是由于电子部份无规则的故障或由于计数器电路中断而致。从轨道飞行器 II 上返回的高分辨率的照片证明，故障仅来自仪器。

除上述问题之外，像机满意的工作，照片分辨率优良。一些地面重建照片作为月球轨道飞行器像机产品的代表已经被复制。

结 论

为满足上述要求，像机系统已经设计，图4示出了完全装配和装到摄影系统（在装配到摄影系统压力舱以前的）像机。在这张照片中为了更好地表示像机组件，像机的热屏蔽已经敞开并且部份地被去掉。

首先评价了像机分系统，并且以后作为正个的摄影系统的一部份而成功地通过了合格试验。至1967年3月月球轨道飞行器已经完成了摄影任务。第一颗的发射比最初合同要求时间落后了一个月。第一颗月球轨道飞行器24吋快门存在着释放问题，这是由于信号线瞬间超过了MIL-I-618D 要求引起的错误触发而致。80毫米像机没有这一问题，并且提供了好的复盖。

除了在飞行 I 号上出现过快门释放装置失灵外，月球轨道飞行器像机的目的和摄影性能已经满意地实现了，当在“室内”试验时像机分辨率已经超过了要求。从月球拍摄的图像质量也良好。当然今天不能以这种方法来评价像机，但除此像机工作令人满意，否则作为地球上再现照片的成果是不能达到那样质量的。

在月球上没有分辨率图案，而至今没有着手作彻底的分析尝试来确定最后系统的分辨率是多少。然而在这种情况下整个系统满足了或超过了合同开始时所确定的分辨要求。

图17A 速/高传感器头部

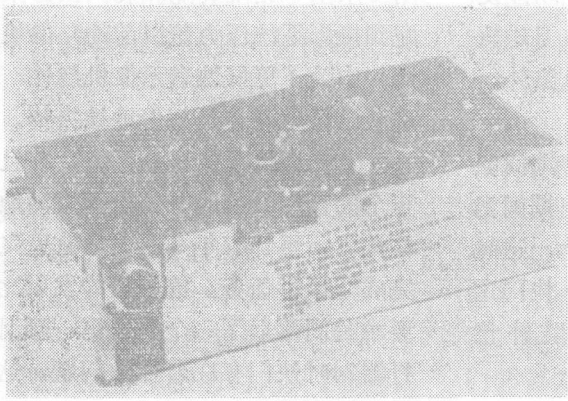
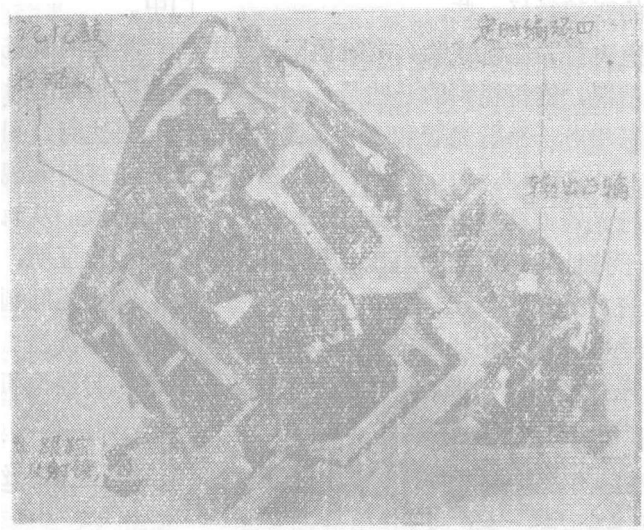


图17B 速/高传感器电子系统

译自“SMPTE” Vol 76, No.8 P 740~749, 1967.